

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

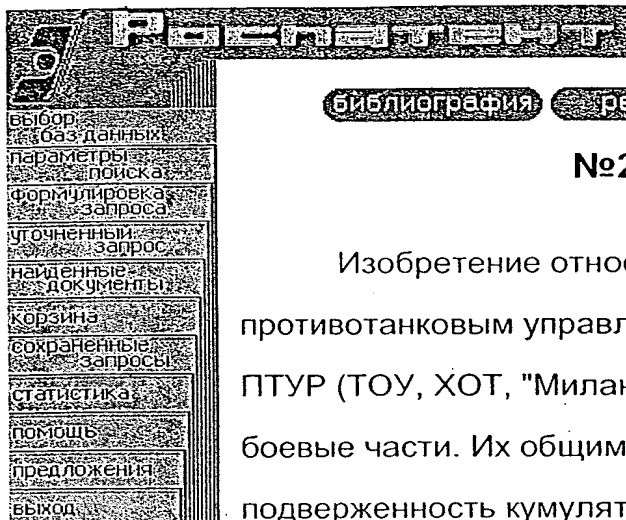
Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

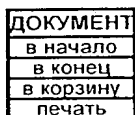
- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**



У Вас осталось
18 запросов
(5,5 у.е.)



библиография реферат формула рисунки

№2108537. Описание

Изобретение относится к боеприпасам, а более конкретно к противотанковым управляемым ракетам (ПТУР). Все известные ПТУР (ТОУ, ХОТ, "Милан", "Хеллфайр" и др.) имеют кумулятивные боевые части. Их общим недостатком является сильная подверженность кумулятивных зарядов воздействию средств динамической и активной защиты танков. Поэтому является весьма актуальной задача разработки ПТУР кинетического действия, использующих для пробития брони кинетическую энергию удлиненного ударника (бронебойного стержня).

Известен снаряд, являющийся наиболее близким техническим решением и принятый нами в качестве прототипа [1]. Снаряд состоит из стального корпуса, имеющего в дне сопло, размещенного в корпусе заряда твердого топлива и бронебойного стержня, размещенного по оси заряда и скрепленного передней частью с головной частью корпуса. Снаряд предназначен для нарезного орудия. В патенте [1] фактически представлена условная схема снаряда. При изображенных на чертеже пропорциях, в первую очередь длине снаряда в калибрах и толщине стенки корпуса в калибрах, снаряду не может быть сообщена в процессе выстрела из ствола и последующего разгона реактивным двигателем необходимая для пробития брони скорость 1500-1800 м/с. Неуправляемый реактивный разгон вне ствола приведет к большим отклонениям от расчетной траектории, поэтому снаряд непригоден для выполнения своей основной задачи - поражения одиночных малоразмерных целей, к которым относятся танки.

Бронебойный стержень укреплен в головной части снаряда и

не опирается на дно, что при выстреле создаст дополнительную инерционную нагрузку на стенку корпуса. Консольное крепление бронебойного стержня приведет к тому, что после выгорания заряда твердого топлива вследствие неизбежного наличия эксцентриситета стержня и действия центробежных сил будет происходить изгиб стержня относительно его крепления в головной части с ухудшением центровки снаряда на полете и действия по броне.

Задачей изобретения является устранение указанных недостатков.

Техническое решение заключается в том, что в ракете, предназначенной для выстреливания из ствола, бронебойный стержень, размещаемый внутри камеры двигателя в заряде твердого топлива по его оси, скреплен непосредственно или через соединительный элемент с задним дном ракеты, являющимся одновременно дном двигателя; а также соединен либо с передним дном корпуса, либо со стенками корпуса двигателя, либо с тем и другим, корпус двигателя и силовой набор выполнены из легких сплавов или армированной пластмассы, например углепластика, а ракета снабжена головкой самонаведения и органами управления.

На фиг.1 изображена ракета со средним расположением бронебойного стержня в осевой стойке; на фиг.2 - то же, с задним расположением; на фиг.3 - то же, с передним расположением; на фиг.4 - ракета с бронебойным стержнем, имеющим длину, равную длине камеры двигателя; на фиг. 5 - ракета с задним расположением бронебойного стержня и с качающимся соплом; на фиг.6 - ракета с дополнительным бронебойным стержнем; на фиг.7 - поперечное сечение двигателя с осевым кольцевым каналом в

заряде твердого топлива; на фиг.8 - то же, с продольными цилиндрическими каналами, расположенными по срединной окружности заряда; на фиг.9 - то же с размещением бронебойного стержня в обойме с тремя ребрами; на фиг.10 - то же, со стержнем, обоймой и осевым каналом в заряде твердого топлива; на фиг. 11 - силовой набор корпуса с перфорированными ребрами; на фиг. 12 - то же, с ребрами в виде отдельных стоек; на фиг.13 - ракета с двумя осколочными секциями; на фиг.14 - то же, с полным набором осколочных секций.

На фиг.1 - 6 показаны примеры исполнения ракет с различными комбинациями аэродинамических схем, расположения бронебойных стержней и вспомогательных устройств без указания конкретных схем исполнения крепления осевой стойки к оболочке двигателя. Конструкции фиг. 1 - 4 построены по аэродинамической схеме "утка", фиг. 5 - ракета без оперения, управляемая качающимся соплом, фиг.6 - ракета по самолетной схеме.

Ракета содержит корпус 1 реактивного твердотопливного двигателя с дном 2, снабженным соплами 3. В корпусе размещен заряд твердого топлива 4, содержащий расположенную по его оси составную стойку, в общем случае включающую заднюю часть 5, бронебойный стержень 6, переднюю часть 7 и элементы наполнения частей стойки в виде заряда ВВ, зажигательного состава и т.п. элементы стойки соединены с корпусом двигателя (ракеты) с помощью продольных ребер 8. Корпус 1 соединен с отсеком управления 9 и головкой самонаведения 10. Отсек управления снабжен выдвижными или складывающимися рулями 11. На корпусе расположены выдвижные или складывающиеся крылья (стабилизаторы) 12.

Схемы со средним, задним и передним расположением

бронбойного стержня 6 показаны соответственно на фиг.1, 2, 3. Бронбойный стержень выполнен из легированной стали, например стали 35ХЗНМ, или из тяжелых сплавов, например, на основе вольфрама или урана-238 и имеет удлинение 20 - 30. Возможно применение стальных стержней, содержащих внутренние сердечники из тяжелых сплавов. Передняя и задняя части осевой стойки выполнены из легких сплавов или армированной пластмассы, например углепластика, обладающих высоким сопротивлением сжатию. В конструкции фиг.3 задняя часть осевой стойки 5 выполнена в виде трубы, содержащей зажигательный состав 13, например смесь алюминий-магний-нитрат бария, смесь на основе циркония и т.п. На фиг.4 показана схема с бронбойным стержнем, имеющим длину, равную длине корпуса двигателя.

В схемах фиг. 1-4 и 6 осевая стойка закреплена в обоих доньях корпуса, что обеспечивает наиболее равномерное распределение нагрузки по длине корпуса. При условии надежного крепления стержня в корпусе с помощью силового набора (показан пунктиром) может быть реализована схема с креплением бронбойного стержня только в нижнем дне, показанная на фиг.5. На примере конструкции фиг. 5 показаны еще две важные особенности исполнения - управление ракетой с помощью качающегося сопла 15, что позволяет устранить аэродинамические плоскости (рули и крылья) и уменьшить потери скорости за счет снижения сопротивления воздуха, и расположение отсека управления в донной части ракеты. Неподвижный сопловый блок может быть выполнен как с системой сопел, расположенных по окружности, так и с одиночным соплом 14.

На фиг. 6 показана конструкция с дополнительным бронбойным стержнем, расположенными по оси ракеты, причем диаметры и материалы стержней могут быть различны. В этой

схеме использован передний сопловой блок 16. На примере этой конструкции показано включение в состав осевой стойки взрывного устройства для ликвидации соединительного звена 17. Оно содержит заряд взрывчатого вещества 18 с детонатором, электрически соединенным с ударным взрывателем.

Изобретением предусмотрено размещение в головной части ракеты устройств, предназначенных для ликвидации динамической защиты танков (кумулятивный заряд 19 с ударным взрывателем мгновенного действия 20 на фиг.2, заряд 21, формирующий ударное ядро, с неконтактным или дистанционным взрывателем 22 на фиг.3 и ствольная установка 23 с бронебойным снарядом 24, снабженным зарядом взрывчатого вещества с донным ударным взрывателем 25 - фиг.5.

На фиг. 7 - 10 показаны поперечные сечения двигателя с зарядом твердого топлива. На фиг.7 заряд твердого топлива выполнен с центральным каналом 26 для размещения в нем с зазором осевой стойки, а бронебойный стержень и части осевой стойки выполнены с теплозащитным покрытием 27. На фиг. 8 заряд твердого топлива выполнен с центральным каналом для размещения в нем с плотной посадкой осевой стойки и с продольными цилиндрическими каналами 28, расположенными по срединной окружности заряда. На фиг. 9 заряд твердого топлива выполнен секционным с продольными каналами фигурного сечения 32, а секции 31 размещены в секторах, образованных обоймой, ребрами 30 и корпусом 1. На фиг. 10 изображена конструкция с обоймой 29, двумя ребрами 30 и центральным осевым каналом 33. Обойма и ребра выполнены из термостойкого материала, ребра 30 могут быть выполнены сплошными по всей длине либо для уменьшения массы и улучшения сцепления с зарядом они могут

быть снабжены отверстиями 34 (фиг. 11) или выполнены в виде отдельных стоек 35 (фиг.12). Соединительные элементы осевых стоек могут быть выполнены с кольцевым, звездообразным и другими формами поперечного сечения. Для увеличения сцепления бронебойного стержня с обоймой или с зарядом твердого топлива стержень может быть снабжен кольцевым рифлением 36.

На фиг. 13 и 14 показано исполнение ракеты со съемной осколочной рубашкой, выполненной из отдельных секций 37, закрепленных на корпусе с помощью стопорных устройств 38. В этом исполнении заряд выполнен из детонационноспособного твердого топлива, например, на основе гексогена или октогена, а ракета снабжена взрывателем 39 ударного, дистанционного или неконтактного типа. Секция выполнена из армированной пластмассы или легкого сплава в виде цилиндра, имеющего внутренний диаметр, равный внешнему диаметру корпуса ракеты, и содержащего слой готовых поражающих элементов 40, изготовленных из стали или тяжелых сплавов, например, на основе вольфрама. Слой готовых поражающих элементов может быть расположен только в части цилиндра (в определенном секторе).

Ракета предназначена в основном для вооружения танков с выстреливанием ее с помощью порохового заряда из короткоствольной пушки с начальной скоростью 250-300 м/с. Она может также использоваться в пушечном или чисто реактивном варианте для вооружения противотанковых вертолетов и наземных самоходных противотанковых ракетных комплексов (ПТРК).

При выстреле осевая сила, создаваемая давлением пороховых газов на дно ракеты, воспринимается осевой стойкой и посредством силовых элементов (ребер), связывающих стойку с корпусом и зарядом твердого топлива, равномерно распределяется

по их длине. Использование осевой стойки, включающей в себя бронебойный стержень, в качестве силовой балки позволяет разгрузить корпус и уменьшить его толщину, а следовательно, и массу. Поскольку передняя часть корпуса находится при этом в состоянии растяжения, увеличивается его продольная устойчивость. После вылета ракеты из ствола пиротехническое устройство производит воспламенение заряда твердого топлива. При этом сбрасывается донная крышка. Горение твердого топлива происходит или в осевой полости (фиг.7 и 10) или по эксцентрично расположенным каналам (фиг. 8 и 9). Нагрев бронебойного стержня и возможное изменение его механических свойств в схемах фиг. 7 и 10 предотвращаются наличием термозащитного покрытия. После вылета ракеты из ствола происходит также раскрытие (выдвижение) стабилизаторов и рулей. Наведение ракеты на цель осуществляется головкой самонаведения, управление ракетой - с помощью рулей или качающегося сопла. Предусмотрены варианты с полетом ракеты по горизонтальной и навесной траекториям, первый вариант обеспечивает более высокую вероятность попадания в цель. Второй вариант обеспечивает более выгодный по бронепробитию угол подхода ракеты к лобовому листу цели.

Анализ действия ракеты показывает, что при фиксированных удлинении бронебойного стержня и его относительной массы, относительной толщины стенки корпуса, плотностей стержня, материала корпуса, заряда твердого топлива, удельном импульсе топлива и других параметров фактором, определяющим скорость ракеты, является ее относительная длина λ (длина ракеты, выраженная в калибрах). Для получения скорости 1800 - 2000 м/с, необходимой для пробития лобовой брони перспективных танков, необходимо удлинение ракеты в диапазоне $\lambda = 12-15$, что при калибре 140 мм, рассматриваемом в настоящее время в качестве

перспективной величины для танковых пушек, соответствует длине ракеты 1,7-2,1 м. Большая длина ракеты приводит при выстреле к большим напряжениям сжатия в придонной части корпуса (на устранение чего направлена основная идея изобретения - использование бронебойного стержня в качестве элемента силовой стойки) и затрудняет размещение ракеты и пусковой установки в боевой машине. Положительным следствием большой длины ракеты является возможность получения большого промежутка времени между подрывом кумулятивного заряда (фиг. 2) и подходом к броне бронебойного стержня, обеспечивающего надежное удаление пластин динамической защиты. Преодоление устройств динамической защиты с большим временем ликвидации в предлагаемых конструкциях ракет путем дистанционного взрывания защиты с помощью заряда с ударным ядром (фиг.30 или бронебойного снаряда с донным зарядом ВВ и взрывателем замедленного действия, выстреливаемого из ствольной установки (фиг. 5). Отстрел ударного ядра и бронебойного снаряда производится от сигнала неконтактного взрывателя или головки самонаведения на удалении от цели в несколько метров.

При наличии на цели устройств активной защиты, например, в виде заряда ВВ, метящего набор поражающих элементов, стенка корпуса ракеты выполняет защитные функции, экранируя бронебойный стержень от воздействия этих элементов. Например, в случае, когда поток элементов направлен перпендикулярно оси ракеты, при скорости ракеты 2000 м/с и скорости потока 1500 м/с результирующая скорость составляет 2500 м/с. При этой скорости уже имеет место разрушение элемента при ударе на несколько частей с соответствующим снижением поражающего действия по запреградным объектам (в данном случае по бронебойному стержню).

При исполнении ракеты, показанном на фиг.3, зажигательный состав 13, заполняющий заднюю часть осевой стойки, проходя вслед за бронебойным стержнем в запреградное пространство, увеличивает зажигательное действие в нем. Схема с двумя стержнями, показанная на фиг.6, имеет то преимущество, что задний стержень освобождается от воздействия возмущений, возникающих в переднем стержне при пробитии им преграды. Для устранения возможности передачи возмущений через соединительное звено 17 осевой стойки оно в момент встречи ракеты с целью разрушается взрывом заряда ВВ 18.

Предусмотрено использование ракеты для борьбы с небронированными целями, например с расчетами ПТРК, противотанковыми вертолетами и т.п., в варианте осколочно-фугасного снаряда. В этом случае заряд выполняется из детонационноспособного твердого топлива, например, на основе гексогена или октогена. Выстрел производится из ствола пороховым зарядом, реактивный двигатель не включается, в качестве заряда ВВ используется неизрасходованный заряд твердого топлива. При разрыве в районе цели, обеспечиваемом взрывателем, ракета поражает ее главным образом за счет компрессионного действия (действия воздушной ударной волны), так как поражающее действие осколков корпуса, изготовленного из легких материалов, незначительно.

При стрельбе на осколочное действие на корпус ракеты непосредственно перед выстрелом надеваются осколочные секции 37. При стрельбе на небольшую дальность (до 500 м), например, при борьбе с расчетами ручных противотанковых гранатометов, на ракету устанавливаются все секции, как это показано на фиг. 14. При стрельбе на большие дальности для уменьшения массы ракеты

и увеличения ее начальной скорости устанавливается только часть секций. Для стрельбы на максимальную дальность устанавливаются две секции в головной и хвостовой части ракеты (фиг.13), выполняющих функцию ведения ракеты по стволу. Если стрельба производится с управлением ракетой по крену и с определением стороны промаха, то на ракету устанавливаются секции с односторонним расположением слоя поражающих элементов. Недостатком конструкции с надеваемыми осколочными секциями является необходимость наличия на пусковой установке двух стволов различного калибра.

Представляет значительный интерес вариант использования ракеты с установленными осколочными секциями и отработкой реактивного двигателя для стрельбы по сооружениям. Скорость ракеты в этом случае получается меньшей (700-1000 м/с), но достаточной для пробития стержнем бетонных и кирпичных стен толщиной до 1,5 м. При этом готовые поражающие элементы осколочных секций, проникающие через пробитую стержнем скважину, создают мощное запреградное действие.

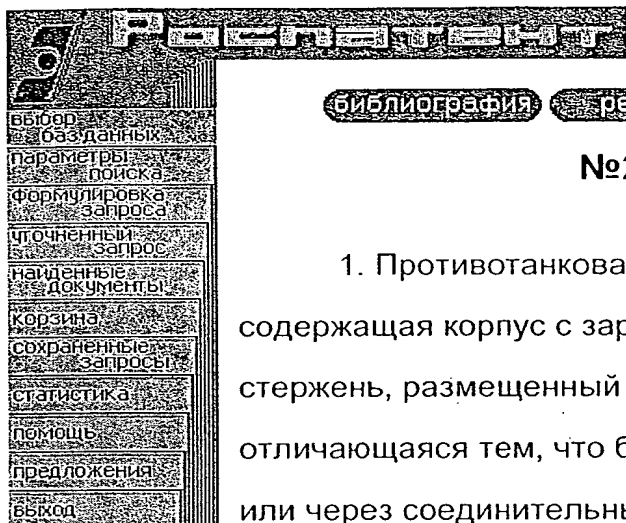
Применение в боеприпасах заряда двойного назначения, т.е. заряда, используемого в зависимости от условий применения боеприпаса в качестве или ускорительного, или разрывного открывает широкие возможности для создания многоцелевых адаптивных снарядов.

библиография

реферат

формула

рисунки



№2108537. Формула

1. Противотанковая ракета кинетического действия, содержащая корпус с зарядом твердого топлива и бронебойный стержень, размещенный в заряде твердого топлива по его оси, отличающаяся тем, что бронебойный стержень непосредственно или через соединительный элемент скреплен с дном ракеты.

2. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что бронебойный стержень непосредственно или через соединительный элемент скреплен с передним дном корпуса.

3. Ракета по п.1 или 2, отличающаяся тем, что она снабжена осевой стойкой, включающей переднюю и заднюю части, соединительное звено и скрепленной посредством обоймы и продольных ребер с корпусом ракеты и зарядом твердого топлива.

4. Ракета по п.3, отличающаяся тем, что заряд твердого топлива выполнен с центральным каналом для размещения в нем с зазором осевой стойки, а бронебойный стержень и части осевой стойки выполнены с теплозащитным покрытием.

5. Ракета по п.3, отличающаяся тем, что заряд твердого топлива выполнен с центральным каналом для размещения в нем с плотной посадкой осевой стойки и с продольными цилиндрическими каналами, расположенными по срединной окружности заряда.

6. Ракета по п.3, отличающаяся тем, что заряд твердого топлива выполнен секционным с продольными каналами фигурного сечения, а секции размещены в секторах, образованных обоймой, ребрами и корпусом.

У Вас осталось
18 запросов
(5,5 у.е.)

ДОКУМЕНТ
в начало
в конец
в корзину
печать

7. Ракета по п.6, отличающаяся тем, что секции заряда твердого топлива выполнены с внутренними выемками цилиндрической формы, причем радиус выемки имеет величину, большую радиуса внешней поверхности обоймы.

8. Ракета по п.3, отличающаяся тем, что ребра выполнены с перфорацией.

9. Ракета по п.3, отличающаяся тем, что ребра выполнены в виде отдельных стоек.

10. Ракета по п.3, отличающаяся тем, что передняя и задняя части осевой стойки и ее соединительное звено выполнены в виде полого цилиндра.

11. Ракета по п.10, отличающаяся тем, что задняя часть осевой стойки содержит во внутренней полости зажигательный состав, например смесь алюминий-магний-нитрат бария или смесь на основе циркония.

12. Ракета по п.10, отличающаяся тем, что она снабжена ударным взрывателем, при этом в полости передней части осевой стойки или ее соединительного звена размещен заряд взрывчатого вещества с детонатором, электрически соединенным с ударным взрывателем.

13. Ракета по п.3, отличающаяся тем, что передняя и задняя части осевой стойки и ее соединительное звено выполнены со звездообразным поперечным сечением.

14. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что бронебойный стержень выполнен с внешним кольцевым рифлением.

15. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что она снабжена головкой самонаведения и органами управления полетом.

16. Ракета по п.15, отличающаяся тем, что она снабжена выдвижными или складывающимися рулями и стабилизаторами, расположенными по схеме "утка" или по самолетной схеме.

17. Ракета по п.15, отличающаяся тем, что она снабжена качающимся соплом.

18. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что она имеет сопла, расположенные в дне по окружности.

19. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что она имеет одно сопло, расположенное по оси снаряда.

20. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что она имеет сопловой блок, расположенный в передней части корпуса.

21. Ракета по п.15, отличающаяся тем, что в ее головной части размещен кумулятивный заряд, снабженный взрывателем.

22. Ракета по п.15, отличающаяся тем, что в ее головной части размещен заряд с ударным ядром, снабженный дистанционным взрывателем или неконтактным взрывателем типа дальномер.

23. Ракета по п.15, отличающаяся тем, что в ее головной части размещена ствольная установка с пороховым зарядом, воспламенителем, электрически соединенным с дистанционным взрывателем или неконтактным взрывателем типа дальномер, снарядом, имеющим заряд взрывчатого вещества и ударный взрыватель.

24. Ракета по п. 23, отличающаяся тем, что ударный взрыватель снабжен устройством мгновенного действия и установлен в головной части снаряда.

25. Ракета по п.23, отличающаяся тем, что снаряд выполнен с бронебойной головной частью, а ударный взрыватель размещен в дне снаряда и снабжен устройством замедления подрыва.

26. Ракета по п.15, отличающаяся тем, что заряд твердого топлива выполнен детонационно-способным, например, на основе гексогена или октогена, а ракета снабжена взрывателем ударного, дистанционного или неконтактного действия.

27. Ракета по п.26, отличающаяся тем, что она снабжена съемной осколочной рубашкой, состоящей из нескольких секций, выполненных из армированной пластмассы или легкого сплава в виде цилиндра, имеющего внутренний диаметр, равный внешнему диаметру корпуса ракеты, и содержащего слой готовых поражающих элементов, изготовленных из стали или тяжелых сплавов, например, на основе вольфрама.

28. Ракета по п.27, отличающаяся тем, что слой готовых поражающих элементов размещен в секторе секции.

29. Ракета по п. 3, отличающаяся тем, что корпус ракеты, части осевой стойки, обойма и продольные ребра выполнены из легких сплавов или термостойкой армированной пластмассы, например, выполненной на основе углеродных волокон.

30. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что бронебойный стержень выполнен из легированной стали, например стали 35ХЗНМ.

31. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что бронебойный

стержень полностью или частично выполнен из тяжелого сплава, например сплава на основе вольфрама.

32. Ракета по п. 1, отличающаяся тем, что бронебойный стержень имеет отношение длины к диаметру в пределах 20 - 30.

33. Ракета по п. 1, отличающаяся тем, что она снабжена дополнительным бронебойным стержнем, расположенным по оси ракеты, причем диаметры и материалы стержней могут быть различны.

библиография

реферат

описание

рисунки

No. 2108537. Description

The present invention relates to ammunition and, more particularly, to anti-tank guided missiles (ATGM). All known ATGMs (TOW, HOT, Milan, Hellfire, etc.) have shaped-charge warheads. Their common disadvantage is the strong susceptibility of shaped charges to the effects of dynamic and active protection of tanks. Therefore, the problem of creating a kinetic action ATGM that uses the elongated striker (armor-piercing rod) kinetic energy for piercing the armor is very topical.

Those skilled in the art are acquainted with a projectile representing the closest technical solution and taken by us as a prior knowledge [1]. Said projectile consists of a steel housing with a bottom nozzle, a solid-propellant charge comprised by the housing, and an armor-piercing rod placed along the projectile axis, whose front part is attached to the housing head part. The projectile is designed for rifled cannon. In fact, patent [1] gives a tentative scheme of the projectile. With proportions shown in the drawing, first of all, the projectile length in calibers and housing wall thickness in calibers, in the process of shot and subsequent acceleration by the jet, the projectile cannot acquire the speed of 1500 – 1800 m/s necessary for piercing armor. The non-guided acceleration carried out by jet outside the tube results in large deviations from the designed path. Therefore, this projectile is unsuitable for performing its main purpose: hitting small-sized targets including tanks.

The armor-piercing rod is attached to the head part of the housing and not supported by the bottom. During the shot, this increases inertia loading of the housing wall. After burning the solid-propellant charge, due to inevitable eccentricity and the action of centrifugal forces, the cantilevered fastening of the armor-piercing rod will result in the rod bending relative to its attachment point in the head part with the corresponding worsening of the projectile alignment during flight and its armor-piercing performance.

The objective of the present invention is to eliminate the above drawbacks.

The proposed technical solution is as follows. In the missile to be shot from the tube, the armor-piercing rod is placed inside the engine chamber, in the solid-propellant charge along the axis of the latter. This armor-piercing rod is fixed directly or through a connecting element to the rear bottom of the housing (representing, at the same time, the bottom of the engine) and to either housing head or housing wall, or to both. The engine housing and structural elements are made of light alloys or reinforced plastic, e.g., black-reinforced plastic, and the missile is equipped with a target-seeking head and controls.

Fig. 1 shows a missile with the middle position of the armor-piercing rod in the axial strut; Fig. 2 shows the same with the rear position and Fig. 3 shows the same with the front position. Fig. 4 shows a missile with the armor-piercing rod, whose length equals to that of the engine chamber. Fig. 5 shows a missile with the rear position of the armor-piercing rod and a swinging nozzle. Fig. 6 shows a missile with an additional armor-piercing rod. Fig. 7 gives the cross-sectional view of the engine with an annular axial channel in the solid-propellant charge. Fig. 8 is the cross-sectional view of the engine with longitudinal cylindrical channels placed on the charge middle circle. Fig. 9 shows the cross-sectional view of the engine with an armor-piercing rod placed in a cage with three fins. Fig. 10 shows the same with the rod, cage, and axial channel in the solid-propellant charge. Fig. 11 shows the primary structure of the housing with perforated fins. Fig. 12 shows the same with fins representing separate struts. Fig. 13 shows the missile with two fragmentation sections, and Fig. 14 shows the same with a complete set of fragmentation sections.

Figs. 1 – 6 give examples of missile versions with different combinations of aerodynamic scheme, armor-piercing rod placement, and auxiliary devices without

indication of particular schemes of fixing the axial strut to the engine shell. The designs of Figs. 1 – 4 correspond to the "duck" aerodynamic scheme, Fig. 5 represents a swing nozzle-controlled missile without fin kit, and Fig. 6 is an aircraft-like missile.

The missile includes housing 1 of solid-propellant jet engine with bottom 2 fitted with nozzles 3. The housing contains solid-propellant charge 4 including an axially placed strut, which, in general, consists of rear part 5, armor-piercing rod 6, front part 7 and strut filling elements, in particular, an explosive charge, incendiary composition, etc. The strut elements are connected with the engine (missile) housing by longitudinal fins 8. Housing 1 is connected with control compartment 9 and target-seeking head 10. The control compartment is equipped with retractable or folding rudders 11. Mounted on the housing are retractable or folding wings (stabilizers) 12.

Schemes with the middle, rear, and front placement of armor-piercing rod 6 are shown in Figs. 1, 2, and 3, respectfully. The armor-piercing rod is made of alloyed steel, e.g., steel 35Kh3NM, or of heavy alloys, e.g., based on tungsten or uranium 238 and has an aspect ratio of 20 to 30. Steel rods with heavy alloy internal cores are also applicable. The front and rear parts of the axial strut are made of light alloys or reinforced plastic, e.g., black-reinforced plastic exhibiting a high compression resistance. In the design of Fig. 3 the rear part of axial strut 5 is made in the form of a tube and contains incendiary composition 13, e.g., aluminum – magnesium – barium nitrate mixture, zirconium-based mixture, etc. Fig. 4 shows a missile with the armor-piercing rod of a length equal to that of the engine chamber.

In Figs. 1 – 4 and 6 schemes, the axial strut is fixed to both butt ends of the housing, which provides the most uniform load distribution over the housing length. If the primary structure (shown by dotted lines) provides reliable fixing of the rod in the housing, the scheme of page 5 with the armor-piercing rod fixed only to the bottom end can be implemented. The example of Fig. 5 design illustrates other two important features of the scheme: (1) missile control with the use of swinging nozzle 15, which allows eliminating airfoils (rudders and wings) and decreasing speed losses due to the decrease of air resistance and (2) placing the control compartment in the missile bottom part. The stationary nozzle unit can have either a set of circumferentially placed nozzles, or single nozzle 14.

Fig. 6 shows a design with an additional axially placed armor-piercing rod, whereas the diameters and materials of rods may differ. In the scheme, front nozzle unit 16 is used. This design illustrates completing the axial strut with an explosive device for the elimination of connecting link 17. The device includes explosive charge 18 with a detonator electrically connected with an impact detonating fuse.

According to the invention, the head part of the missile contains devices intended for the elimination of tank dynamic protection. In Fig. 2, these devices include shaped charge 19 with instantaneous impact detonating fuse 20; in Fig. 3, these devices represent charge 21 producing the impact core and noncontact or remote action fuse 22; in Fig. 5 they include tube unit 23 with armor-piercing projectile 24 fitted with explosive charge and bottom fuse 25.

Shown in Figs. 7 -10 are the cross-sectional views of an engine with a solid-propellant charge. In Fig. 7, the solid-propellant charge has central channel 26, in which an axial strut is placed with a gap; the armor-piercing rod and axial strut parts have heat-protection covering. In Fig. 8, the solid-propellant charge has a central channel with a tightly fitted axial strut and longitudinal cylindrical channels 28 placed along the middle circle of the charge. In Fig. 9, the solid-propellant charge consists of separate sections and has shaped longitudinal channels 32, whereas sections 31 are located inside sectors formed by the cage, fins 30, and housing 1. The design of Fig. 10 includes cage 29, two fins 30, and central axial channel 33. The cage and fins are made of heat-resistant material. Fins 30 may be solid through the entire length or, to

reduce the weight and improve binding to the charge may have holes 34 (Fig. 11) or may be made as separate struts 35 (Fig. 12). The axial strut connection elements may have annular, star-like, and other cross-sectional shapes. To increase bonding of the armor-piercing rod with the cage or solid-propellant charge, the rod may be provided with annular corrugation 36.

Figs. 13 and 14 show a missile version with a removable fragmentation jacket made of separate sections 37 fixed to the housing with the use of retaining devices 38. In this version, the charge is made of detonating, e.g., hexogen- or octogen-based, solid propellant, and the missile is fitted with an impact, remote action, or noncontact fuse 39. The section is made of reinforced plastic or light alloy in the shape of a cylinder whose internal diameter equals to the outer diameter of the missile housing. The section includes a layer of ready-for-operation hitting elements 40 made of steel or heavy, e.g., tungsten-based, alloy. This layer of hitting elements may occupy only a part of cylinder (e.g., a certain sector).

The missile is intended mainly for the use as tank weapons. It shall be shot by a powder charge from a short-tube gun with an initial speed of 250 – 300 m/s. It may be used as gun ammunition or as a purely missile version as the ammunition for anti-tank helicopters or surface self-propelled antitank missile complexes.

In the course of shot, the axial force produced by the powder gas pressure on the missile bottom is received by the axial strut and distributed uniformly over the length of housing and solid-propellant charge by means of structural elements connecting them with the strut. The use of axial strut including the armor-piercing rod as a structural beam allows unloading the missile housing and reducing its thickness and, therefore, the weight. At this stage, the front part of the housing is in the stretching condition, which increases its longitudinal stability. When the missile leaves the tube, pyrotechnics ignites the solid-propellant charge. The bottom cap is thrown away. Burning of solid propellant occurs in the axial plane (Figs. 7 and 10) or in eccentrically located channels (Figs. 8 and 9). In the schemes of Figs. 7 and 10, heating of the armor-piercing rod and possible changes of its mechanical characteristics are prevented by heat-resistant covering. When the missile leaves the tube, deployment (extension) of stabilizers and rudders takes place as well. Homing the missile on the target is performed by the target-seeking head. The missile is controlled with the use rudders or swinging nozzle. The missile flight versions with horizontal and lofted trajectories are provided. The first version provides a higher target hitting probability. The second version provides better incidence angle from the viewpoint of armor-piercing efficiency.

The analysis of missile action shows that, given armor-piercing rod aspect ratio and relative mass, relative thickness of housing wall, density of rod, material of housing, solid-propellant charge, specific momentum of fuel, and other parameters, the speed of missile is governed by its relative length (the missile length in calibers). To get a speed of 1800 - 2000 m/s necessary for piercing the armor of advanced tanks, the missile aspect ratio $X = 12-15$ is required. For a caliber of 140 mm, which is currently considered to be the most likely value for tank guns, it gives the missile length of 1.7 to 2.1 m. A considerable length of the missile results in large compression stresses in the bottom part of the housing and complicates the placement of missile and launcher in a combat vehicle. Eliminating this drawback is the main objective of the present invention that consists in using the armor-piercing rod as a structural strut element. A positive effect of a large missile length is the increased time interval between shaped charge blasting (Fig. 2) and the armor-piercing rod approach to the armor. This provides reliable removal of dynamic protection plates. To overcome dynamic protection devices exhibiting a substantial period of elimination, the missiles of the present invention perform remote blasting of protection using an impact core charge (Fig. 30) or an armor-piercing projectile shot

from a tube device and having the bottom charge of explosive and a retarded-action fuse (Fig. 5). Shooting the impact core or armor-piercing projectile is performed on the signal of noncontact fuse or target-seeking head within a few meters from the target.

If the target is provided with active protection devices, e.g., in the form of an explosive charge throwing a set of hitting elements, the missile housing wall performs protection functions by screening the armor-piercing rod from these hitting elements. For example, if the flow of hitting elements moving at a speed of 1500 m/s is perpendicular to the axis of missile flying at a speed of 2000 m/s, then the resulting relative speed is 2500 m/s. At such a speed, the hitting element disintegrates into several parts during the impact, and the hitting action of this element with respect to beyond-screen objects (in this case, the armor-piercing rod) reduces several times over.

In the embodiment shown in Fig. 3, incendiary composition 13 filling the rear part of the axial strut, by coming after the armor-piercing rod into the beyond-screen space, increases the incendiary action in this space. The advantage of the embodiment with two rods shown in Fig. 6 consists in that the rear rod gets free from disturbances occurring in the front rod when piercing the obstruction. To prevent the possibility for disturbances to propagate through connecting link 17 of the axial strut, this link is destroyed by the explosion of charge 18 at the instance of missile encountering with the target.

The use of the fragmentation/high-explosive embodiment of the missile for fighting non-armored targets is provided for. Such targets include anti-tank missile complex crews, anti-tank helicopters, etc. In this case, the charge is fabricated from detonating, e.g., hexogen- or octogen-based, solid propellant. The shot is made using a powder charge, the jet engine remains off, and the unused solid propellant is used as an explosive charge. When exploded by the fuse nearby the target, the damaging action of the missile is provided mainly by the compression (created by the air impact wave), because the damaging action of fragments of light material housing is insignificant.

To get the fragmentation action, fragmentation sections are put on the missile housing immediately before the shot. When the firing range is small (up to 500 m), e.g., when fighting with grenade cup discharge crews, the missile is fitted with all fragmentation sections (see Fig. 14). For greater firing ranges, to reduce the missile weight and to increase its initial speed, only a part of sections is mounted. For maximum firing range, only head and tail sections are mounted (Fig. 13). These sections guide the rocket through the tube. If firing is performed with the use of rolling control and the determination of bad shot side, the missile is provided with fragmentation sections featuring one-sided placement of hitting elements. The drawback of the embodiment with put-on fragmentation sections is the necessity to provide the launcher with two tubes of different calibers.

Of great interest is the use of missile fitted with fragmentation sections for structure shooting with jet engine operation. In this case, the missile speed is lower (700 – 1000 m/s), but it suffices for piercing concrete and brick walls up to 1.5 m thick. The ready-for-operation hitting elements of fragmentation sections entering through the hole pierced by the rod produce powerful beyond-screen action. The dual purpose charge of ammunition that can be used, depending on application conditions, as either acceleration or explosive charge presents wide possibilities for creating multipurpose adaptive projectiles.

No. 2108537. Claims

1. A kinetic action anti-tank missile consisting of a housing with a solid-propellant charge and an armor-piercing rod placed along the solid-propellant charge axis, wherein the armor-piercing rod is attached to the missile bottom end directly or through a connecting element.
2. The missile of claim 1, wherein the armor-piercing rod is attached to the missile front end directly or through a connecting element.
3. The missile of claim 1 or 2, wherein an axial strut is provided consisting of front and rear parts and connection link, said strut being connected to the missile housing and solid-propellant charge by a cage and longitudinal fins.
4. The missile of claim 3, wherein the solid-propellant charge has central channel, in which an axial strut is placed with a gap, while the armor-piercing rod and axial strut parts are provided with heat-protection covering.
5. The missile of claim 3, wherein the solid-propellant charge has a central channel with a tightly fitted axial strut and longitudinal cylindrical channels placed along the middle circle of the charge.
6. The missile of claim 3, wherein the solid-propellant charge consists of separate sections and has shaped longitudinal channels, and the sections are located inside sectors formed by the cage, fins, and housing.
7. The missile of claim 6, wherein the solid-propellant charge sections have internal cavities of cylindrical shape, the radius of cavity exceeding that of cage outer surface.
8. The missile of claim 3, wherein the fins are made perforated.
9. The missile of claim 3, wherein the fins represent separate struts.
10. The missile of claim 3, wherein the front and rear parts and connecting link of the axial strut represent hollow cylinders.
11. The missile of claim 10, wherein the cavity of the axial strut rear part contains incendiary composition, e.g., aluminum – magnesium – barium nitrate mixture or zirconium-based mixture.
12. The missile of claim 10, wherein an impact detonating fuse is provided, whereas the cavity of the axial strut front part contains an explosive charge with a detonator electrically connected with the impact detonating fuse.
13. The missile of claim 3, wherein the front and rear parts and connecting link of the axial strut have a star-like cross-section.
14. The missile of claim 1, wherein the armor-piercing rod is provided with external annular corrugation.
15. The missile of claim 1, wherein a target-seeking head and flight controls are provided.
16. The missile of claim 15, wherein retractable or folding rudders and stabilizers are provided, said rudders and stabilizers being placed according to the duck or aircraft aerodynamic scheme.
17. The missile of claim 15, wherein a swinging nozzle is provided.
18. The missile of claim 1, wherein nozzles located on the missile bottom along a circle are provided.
19. The missile of claim 1, wherein a single axially located nozzle is provided.
20. The missile of claim 1, wherein a nozzle module located in the front part of the housing is provided.
21. The missile of claim 15, wherein its head part contains a shaped charge fitted with detonator.
22. The missile of claim 15, wherein its head part contains an impact core charge fitted with a remote action fuse or a range finder type fuse.

23. The missile of claim 15, wherein its head part contains a tube device with powder charge, igniter electrically connected with a remote action fuse or a range finder type fuse, and a projectile with an explosive charge and an impact fuse.
24. The missile of claim 23, wherein the impact fuse is fitted with an instantaneous action device and mounted in the head part of the missile.
25. The missile of claim 23, wherein the projectile has an armor-piercing head part, while the impact fuse is placed in the projectile bottom and fitted with an explosion retarder.
26. The missile of claim 15, wherein the solid-propellant charge is made of detonating, e.g., hexogen- or octogen-based, solid propellant and the missile is fitted with an impact, remote action, or noncontact fuse
27. The missile of claim 26, wherein a removable fragmentation shell consisting of several sections is provided, said sections being made of reinforced plastic or light alloy in the shape of a cylinder whose internal diameter equals to the outer diameter of the missile housing and including a layer of ready-for-operation hitting elements made of steel or heavy, e.g., tungsten-based, alloy.
28. The missile of claim 27, wherein the layer of ready-for-operation hitting elements is placed inside a section sector.
29. The missile of claim 3, wherein the missile housing, parts of axial strut, cage, and longitudinal fins are made of light alloys or heat-resistant reinforced plastic, e.g., black-reinforced plastic.
30. The missile of claim 1, wherein the armor-piercing rod is made of alloyed steel, e.g., steel 35Kh3NM.
31. The missile of claim 1, wherein the armor-piercing rod is made, fully or partially, of heavy, e.g., tungsten-based, alloy.
32. The missile of claim 1, wherein the armor-piercing rod has a length to diameter ration in the range from 20 to 30.
33. The missile of claim 1, wherein an additional axially placed armor-piercing rod is provided, whereas the diameters and materials of rods may differ.